

ИЗСЛЕДВАНЕ ПАРАМЕТРИТЕ НА ЕКОЛОГИЧНО РАКЕТНО ГОРИВО КАЛИЕВ НИТРАТ – ИЗОМАЛТ

Христофор Скандалиев¹, Калин Крумов^{1,2}

¹Клуб за Аеро Космически Технологии „Зодиак” - гр.Кюстендил
²ХимикоТехнологичен и Металургичен Университет - гр.София
e-mail: fori2ivanov@yahoo.com, k.krumov@abv.bg

Ключови думи: Ракетно гориво, експериментални ракети, Изомалт

Резюме: Описано е изследването на твърда хетерогенна смес от калиев нитрат и изкуствен подсладител Изомалт, проведено с цел доказване на възможността да се използва като леснодостъпно и евтино ракетно гориво за експериментални, научно-приложни и граждански цели.

EXPERIMENTAL STUDY OF THE PROPERTIES OF GREEN ROCKET PROPELLANT POTASSIUM NITRATE – ISOMALT

Hristofor Skandaliev¹, Kalin Krumov^{1,2}

¹Club of Aerospace Technologies ZODIAC – Kyustendil
²University of Chemical Technology and Metallurgy – Sofia
e-mail: fori2ivanov@yahoo.com, k.krumov@abv.bg

Keywords: Rocket propellant, experimental rockets, Isomalt

Abstract: Described a study of the solid heterogeneous mixture of potassium nitrate and artificial sweetener Isomalt, conducted to demonstrate the ability to use it as a readily available and inexpensive solid rocket propellant for experimental, scientific and civilian purposes.

Въведение

В световната практика от десетилетия се използват ракетни горива, състоящи се от окислителни нитрати и различни видове захари в ролята на свързваща съставка и горивен компонент. За окислителни най-често служат калиев нитрат и натриев нитрат, или комбинация от двата. Предпочитаните захари са най-различни – обикновена кристална захар, сорбитол, фруктоза, глюкоза, манитол, еритритол, ксилитол, малтитол, лактоза и др.

Получаването на тези горива става предимно чрез стопяване на насипна смес от изходните вещества при температури в интервала 100-250°C и последващо изливане и втвърдяване в желаната форма на зарядите. Оттам идва и популярното им название – карамелни.

По-рядко се прибегва до пресоване на изходната прахообразна смес, или до рекристализация от воден разтвор.

Свойствата на карамелните горива са доста близки и те притежават следните предимства - ниска цена, лесно получаване, нетоксични изходни и крайни продукти след изгарянето им, сравнително безопасни за работа и трудно податливи към нестационарни режими на работа в ракетен двигател.

От друга страна, слаби техни страни са – нисък специфичен импулс, висока хигроскопичност, слаби механични показатели.

Изомалтът като горивен елемент

Настоящите експерименти са направени с използване на подсладител, получаван от захарно цвекло, наречен Изомалт. Оказва се, че при използването му в ролята на горивна съставка, се запазват предимствата и се редуцират много от недостатъците на карамелните горива.

Според Международния съюз за чиста и приложна химия IUPAC пълното название на Изомалт е (2R,3R,4R,5R)-6-[(2S,3R,4S,5S,6R)-3,4,5-trihydroxy-6-(hydroxymethyl)oxan-2-yl]oxyhexane-1,2,3,4,5-pentol.

Опростената молекулна формула на този полиол е $C_{12}H_{24}O_{11}$, като изграждащи вещества се явяват глюкоза, сорбитол и манитол.

Основните му характеристики са следните:

Молярна маса 344,31.

Плътност, насипна $1,69g/cm^3$

Температура на топене $145-150^{\circ}C$.

Разтворимост във вода – 28% при $25^{\circ}C$.

Хигроскопичност – под 1% при относителна влажност до 85%.

Получаване на тестови образци от твърдо гориво калиев нитрат – Изомалт

Получаването става чрез стопяване на насипните изходни вещества калиев нитрат /E252/ и подсладител Изомалт /E953/ в тегловно съотношение 65:35 части.

Това съотношение е доказано в други изследвания като оптимално.

Използваните вещества са със следната гранулометрия:

- Изомалт прахообразен с размер на частиците $20-40\mu m$.
- Калиев нитрат кристален с размер на кристалите $100-400\mu m$.

Предварително смесените два компонента се загряват в подходящ съд с незалепващо покритие до температура $150^{\circ}C$.

При достигане на тази температура Изомалтът се стопява, а КН остава в разтвора в твърдо състояние във вид на дребни кристали, поради много по-високата си температура на топене $/334^{\circ}C/$. Стопилката е вискозна течност, която трябва да се разбърква за добро хомогенизиране и след това може да се излива в желаните тестови форми.

Получава се дисперсна система, в която:

65% калиев нитрат, KNO_3 е в ролята на окислител и дисперсна фаза

35% Изомалт, $C_{12}H_{24}O_{11}$ е горивна съставка и дисперсна среда

Пълното изстиване на получените образци става за период от 30 до 60 минути в зависимост от масата им, околната температура и формата.

След изстиването се провеждат поредица от тестове за установяване на плътност, механична якост, температура на запалване, хигроскопичност, продукти от изгарянето, както и за снемане на вътрешнобалистични характеристики и полетни качества.

Изследваните свойства и характеристики на горивото са едни от най-важните за реалното му практическо използване.

Механични и физико-химични свойства на получените образци гориво

1. Плътност

- теоретична $1,948g/cm^3$

- реално получена за различните тестови образци $1,885-1,9g/cm^3$, или 97%

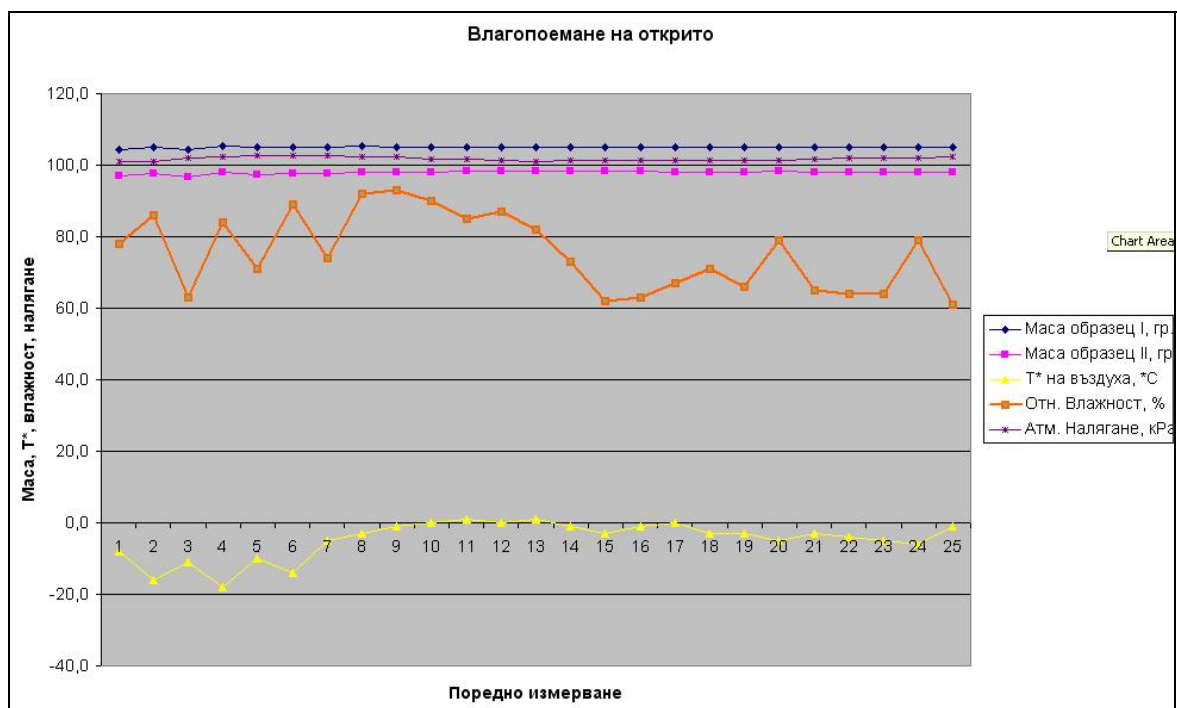
2. Механична якост

- гранично напрежение на огъване $6,19N/mm^2$; $6,55N/mm^2$; $7,28N/mm^2$, изчислени съответно за три от изследваните тестови образци

- модул на еластичност, пресметнат чрез серия от натоварвания на тестова греда, $E=5,81Gpa$

3. Влагопоемане при престой на открито

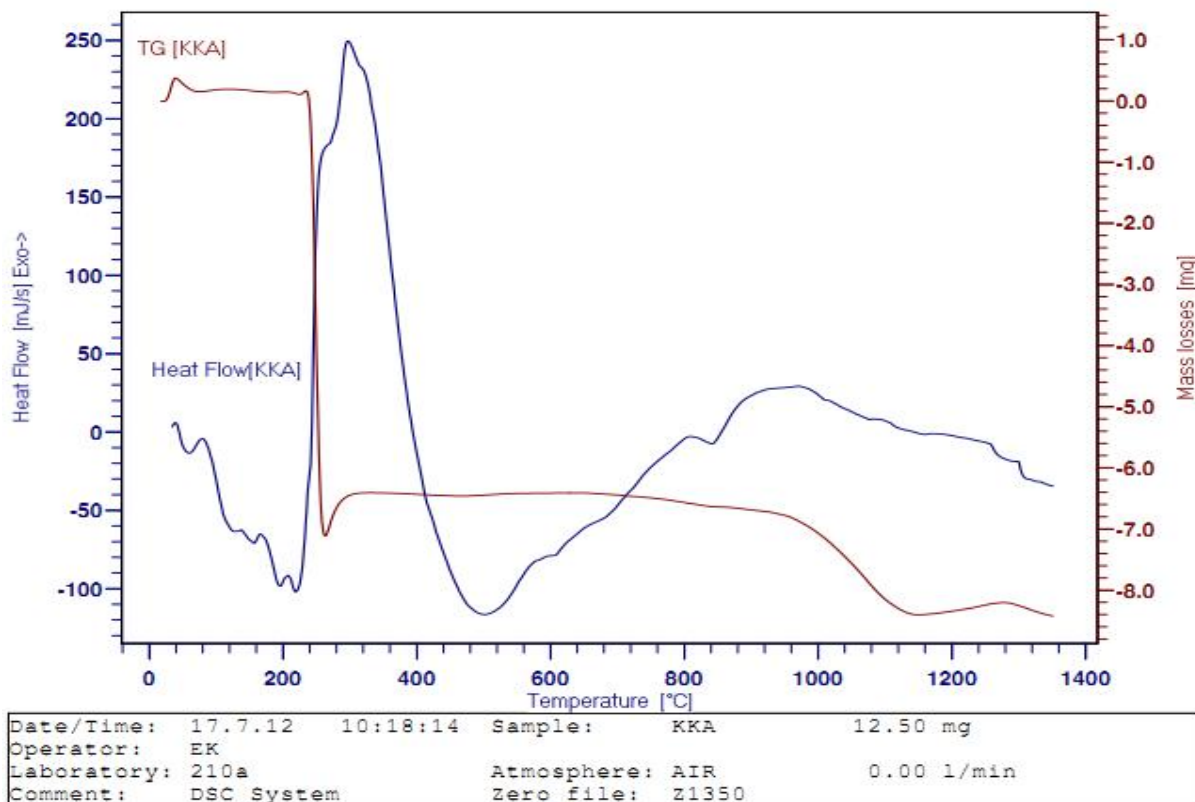
Две мостри от горивото са изследвани за влагопоемане чрез периодично измерване на масите им в продължение на 25 дни при контролирани измервания на температурата, относителната влажност и атмосферното налягане на средата. Получените резултати са обобщени в графика (1) и показват незначителни промени на масите в рамките на 1%.



Графика 1. Влагопоемане на образците и изменение на атмосферните условия за период от 25 дни

4. Температура на самозапалване

Чрез ДТА е установена температурата на самозапалване на горивото **296°C**, графика (2).



Графика 2. Диференциален термичен анализ на твърдо ракетно гориво *КН-Изомалт*

5. Продукти, получавани при изгарянето:

Теоретично, при изгарянето на гориво *КН-Изомалт*, се получават следните вещества:

Таблица 1. – Продукти от изгарянето на гориво *калиев нитрат – Изомалт*, според PROPEP

Top 12 Exhaust Products in Moles per System Weight						
Product List	Mol/ SystemWt	MW	Weight (g)	ΔH kcal/ mol	ΔH SysWt Kcal	Mol/
K ₂ CO ₃ &	0,321	138,211	44,423	-	274,900	-88,356
CO ₂	0,535	44,011	23,564	-94,054	-50,359	
H ₂ O	0,649	18,016	11,692	-57,798	-37,511	
CO	0,363	28,011	10,156	-26,417	-9,578	
N ₂	0,321	28,016	9,004	0,000	0,000	
H ₂	0,570	2,016	1,149	0,000	0,000	
CH ₄	0,000	16,043	0,005	-17,895	-0,005	
KNO	0,000	56,108	0,002	-55,600	-0,002	
NH ₃	0,000	17,032	0,001	-10,970	-0,001	

Данните са от специализираната софтуерна програма PROPEP (Propellant Performance Evaluation Program), използвана за теоретични пресмятания на ракетни горива.

Високото съдържание на твърд калиев карбонат в продуктите на горенето е основната причина за невисокия специфичен импулс на горивото. Неговото термично разлагане настъпва при температури над 1200°C, което е над работната температура на това гориво. Един от начините за повишаване температурата на изгаряне с цел термично разлагане на калиевия карбонат е добавяне на прахообразни метали като алуминий или магнезий. Това обаче би довело до образуване на метални оксиди, които също ще бъдат в кондензирана фаза.

6. Скорост на горене при атмосферни условия

Скоростта на горене на открито r , при нормално атмосферно налягане, се определя чрез изгаряне на тестови пръчици от горивото и измерване на времето за тяхното изгаряне по формула (1).

$$r = \frac{\Delta s}{\Delta t} \quad (1)$$

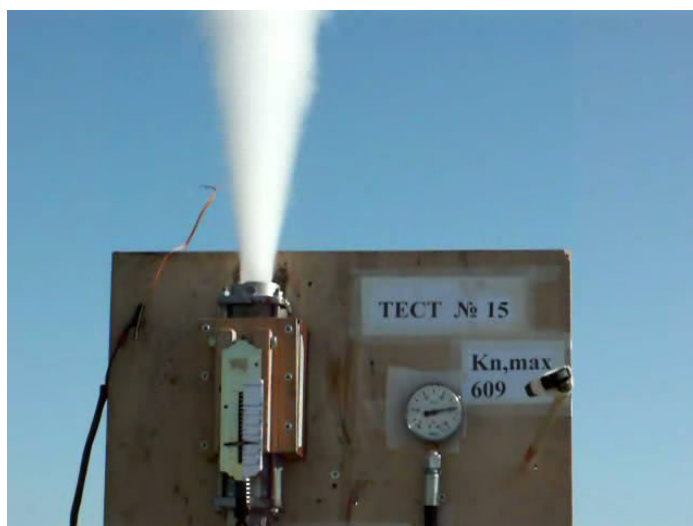
При проведени 10 на брой изгаряния на тестови пръчици с диаметър 10mm. и различни дължини е установена средна скорост на изгаряне **3,3mm/s**. Отделните пръчици са взети от различни партии гориво за по-добра представителност.

Балистични качества на твърдо гориво от калиев нитрат - Изомалт

За изследване на вътрешната и външна балистика на горивото са проведени поредица от статични тестове в изпитателен двигател и множество ракетни полети с моделни ракети.

1. Резултати от статичните тестове

Постановката за изследване на вътрешните балистични характеристики може да се види на сн.(1). Тестовият двигател е закрепен на специално направена стойка и е насочен със соплото нагоре. Неговата горивна камера е свързана с манометър за измерване на работното налягане. Самият двигател се движи на релси и позволява да се измерва създаваната при неговата работа тяга посредством пружинна везна.



Снимка 1. Опитна постановка за снемане на вътрешнобалистичните характеристики

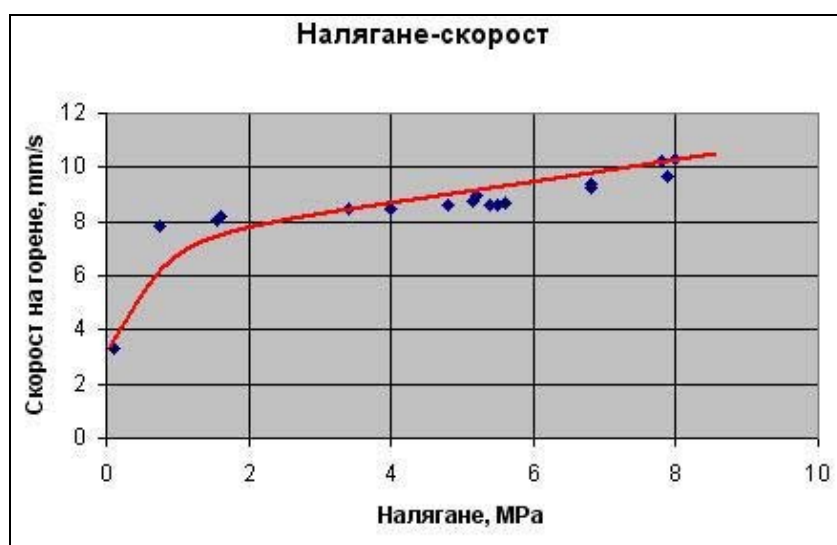
В поредица от 15 на брой тестове са изгаряни заряди от горивото при различно зададени параметри с цел установяване зависимостта на скоростта на горене от работното налягане. Тя се изразява чрез закона на Виеле (2).

$$(2) \quad r = a P_0^n$$

Различните режими на работа се задават с промяна на отношението между общата горяща повърхност на заряда и площта на критичното сечение на соплото (величина, наричана **клемунг**) (3).

$$(3) \quad K_n = \frac{A_b}{A_t}$$

Получените резултати от всичките статични тестове са обобщени в графика 3.



Графика 3. Крива на зависимостта *работно налягане – скорост на горене*

Чрез измерената тяга и времето на работа при всеки експеримент се изчислява пълния импулс на конкретния двигател по формула (4).

$$(4) \quad I_t = \int_0^{t_b} F dt$$

Специфичният импулс, основна енергетична характеристика на горивото, може да се получи като отношение на пресметнатия пълен импулс и масата на горивния заряд (5).

$$(5) \quad I_{sp} = \frac{I_t}{m}$$

Тази горивна характеристика зависи от различни фактори, като работно налягане, параметри на соплото и други.

При тестовете са получени стойности в рамките на 1100 – 1250 N.s/kg.

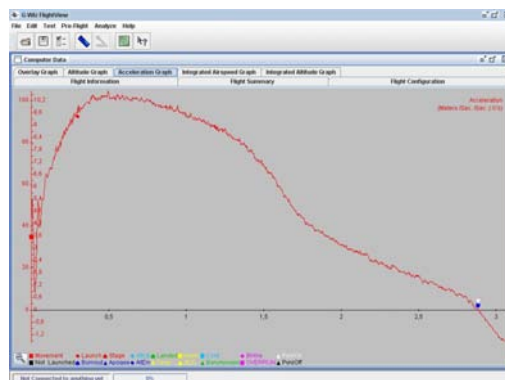
2. Полети на експериментални ракети

За установяване на възможностите за практическо приложение са извършени множество полети с ракетни модели, задвижвани от двигатели със заряди от *калиев нитрат – Изомалт*.

Зарядите са с различни форми и големини според предварително заложиени изисквания за разпределението на тягата им, времето на работа и масата на ракетните модели.

Записът на полетните параметри се осъществява от специализиран ракетен бордови компютър. Тези данни потвърждават и допълват резултатите от наземните изпитания.

Типичен пример на графичен запис за ускорението, респективно разпределението на двигателната тяга по време на 2,8 секундната работа на ракетния двигател е показан за ракетата „ОСОГОВО“ на графика 4.



Графика 4. Запис на ускорението на ракетата „ОСОГОВО“ за времето на работа на двигателя и

Заклучение

От проведените многостранни изследвания върху свойствата и характеристиките на твърдо ракетно гориво *калиев нитрат – Изомалт* могат да се направят следните заключения:

- Горивото се получава лесно и сравнително безопасно чрез стопяване и свободно леене.
- Използваните изходни вещества са леснодостъпни, безвредни и нетоксични.
- Механичните показатели позволяват изработването на заряди за ракетни двигатели с различни форми и размери.
- Хигроскопичността на готовото гориво е ниска и позволява лесно и дълго съхранение.
- Получените при изгаряне продукти не са токсични.
- Зависимостта на скоростта на горене от работното налягане в интервала 0,1-8 МПа е слабо изразена, което е предпоставка за безопасна експлоатация в различни режими.
- Реално получаваният специфичен импулс на горивото е в порядъка 1100-1250N.s/kg, стойност по-висока от тази на черния барут и по-ниска от перхлоратните горива.
- Карамелното гориво от *калиев нитрат – Изомалт* може успешно да се използва за задвижване на експериментални, научно-изследователски, ракетомоделни и други видове ракети с гражданско приложение.

Литература:

1. Б е р н е р, М. К., Компоненти за смесиви твърди ракетни горива, Военно издателство, 2006
2. N a k k a, R., Effect of chamber pressure on burning rate for the potassium nitrate-dextrose and potassium nitrate-sorbitol rocket propellants. June, 1991. www.nakka-rocketry.net
3. N a k k a, R., Solid rocket motor design. Website, 2000. www.nakka-rocketry.net
4. N a k k a, R., Ballistic evaluation motor. Website, 2003. www.nakka-rocketry.net
5. G u d n a s o n, M. M., Characterization of potassium nitrate – sugar alcohol based solid rocket propellants. Bachelor thesis, DTU Denmark, 2010.
6. <http://www.cargillfoods.com/emea/en/products/sweeteners/polyols/c-isomaltidex-isomalt/functional-properties/index.jsp>